

进气畸变对轴流压气机性能影响的准三维计算*

王永明, 胡 骏, 邓 艳

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 为了提高分析进气畸变对轴流压气机气动性能和稳定性影响的能力, 发展了一种沿叶高将压气机分割为若干个子压气机、采用二维可压缩非定常的 Euler 方程描述各子压气机回转面上无叶区的流动, 并利用二维可压缩“激盘”取代各子压气机的转子和静子叶排的预测进气畸变影响的准三维模型。稳定边界的确定采用 Koch 的最大失速静压升系数法, 并引用了临界畸变角的概念。计算分析了总温畸变、总压畸变以及总温-总压组合畸变沿多级轴流压气机的传递和对压气机性能和稳定性的影响。计算结果与现有的实验数据十分一致。

关键词: 轴流式压缩机; 流场畸变; 性能; 稳定性

中图分类号: V235.113

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2004) 04-0343-06

Quasi-3D calculation of influence of inlet distortion on axial flow compressor performance

WANG Yong-ming, HU Jun, DENG Yan

(Coll. of Energy and Power, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To improve ability of analyzing the influence of inlet flow distortion on axial flow compressor performance, a quasi-three dimensional model was developed, which describes the flow fields in blade free sections using two dimensional, compressible and unsteady Euler equations for each sub-compressor, and replaces each blade row with a compressible “actuator disk”. The boundary stability was estimated by means of maximum pressure rise potential of axial compressor stages plus critical distortion angle. The transfer of total temperature distortion, total pressure distortion, combined total temperature-pressure distortion through compressors, as well as their influences on the compressor performance and stability were analyzed in detail. The computational results are consistent with the available experimental data.

Key words: Axial flow compressor; Flow distortion; Performance; Stability

1 引 言

第四代战斗机的技术要求有五个特点: 隐身、超声速巡航、高机动性、短距离起降和良好的可维护性, 从而对发动机的稳定性提出了更高的要求, 并要作为当代先进航空发动机的三项战术技术指标(性能、稳定性、可靠性)之一加以贯彻。发动机稳定性的核心内容是计算和评定发动机全部降稳因子对发动机稳定性的影响, 发动机稳定性的核心是其风扇/压气机的稳定性, 而在所有降稳因子中进气畸变的影响又最为重要^[1]。

关于进气畸变对压气机气动性能影响的数值计算, 较成熟的模型有平行压气机模型、激盘和半激盘模型, 以及级叠加模型等。虽然, 也有人试图从全三维、非定常、可压缩的粘性基本方程出发, 计算进气畸变对风扇/压气机气动性能和稳定性的影响^[2,3]。但目前局限于单转子/单级以及对设计点性能影响的情况, 而且由于计算技术和湍流模型的制约, 在近期和可预见的将来, 这种预测方法也很难取得突破而在工程上得到应用。

鉴于发动机进口流场畸变通常是三维的; 已有实

* 收稿日期: 2003-07-31; 修订日期: 2003-12-03。

作者简介: 王永明 (1963—), 男, 博士生, 研究员, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。

E-mail: gtekjb@mail.sc.cninfo.net

验结果表明,在某些情况下径向畸变对发动机稳定性的影响很大;风扇/压气机的失速通常始发于叶尖或叶根位置;并且通常的压气机特性反映的是一维平均参数特性,而不同径向位置的“压气机特性”是不一样的,设计参数对此有影响,对稳定性评定的结果也有很大影响等,迫切需要发展能够满足工程需要的进气畸变对压气机性能和稳定性影响的三维分析模型和计算程序^[4,5]。因此,本文将对此方面进行重点探讨。

2 计算模型及基本方程

利用文献[6]介绍的方法,在多级轴流压气机的子午面内可以计算得到 N 条流线,这 N 条流线绕压气机轴的旋转面即沿叶高将该压气机分割为 $(N-1)$ 个子压气机,如图 1 所示。在一定的进口总压和总温分布下,计算分析这 $(N-1)$ 个子压气机的气动性能和稳定性,即构成了本文分析进气畸变对轴流压气机气动性能和稳定性影响的准三维模型。

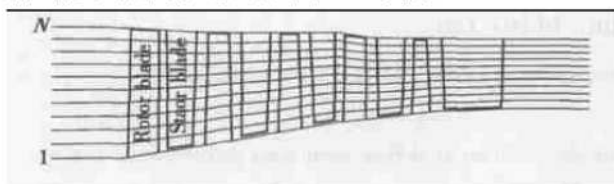


Fig. 1 Sketch of quasi-three dimensional model

2.1 无叶区内流动控制方程

当由均匀进气计算获得压气机子午通道内不同半径处的流线后,分别分析相邻两条流线的回转面之间的子压气机内的流动时,可将所分析的压缩系统简化为 X - Y 平面内的二维系统^[7,8]。此时,在子压气机上、下游管道内和在各叶排之间轴向间隙中,若忽略气流粘性的影响,则气流的流动遵循二维、可压缩、非定常的控制方程:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} = 0 \quad (1)$$

控制方程(1)的性质、定解问题的提法以及数值求解方法在文献[6,7]中均有详细论述,这里不再赘述。

2.2 上游进口边界

对于半径 R 上的子压气机,在其上游进口边界上,需要给定三个物理条件(进口马赫数 $Ma < 1$ 时)。利用这三个物理条件,可以描述人们关心的各类畸变问题。本文仅限于分析周向总温畸变、总压畸变和总温-总压组合畸变的影响,因此给定上游进口截面的

总温 T_{t0} , 总压 p_{t0} 和进气角 α_0 为

$$p_{t0}(r, \theta) = \begin{cases} p_T & \theta_p \leq \theta \leq \theta_p + \theta_{Dp} \\ p_{t0, \min} & \theta \in \theta_{Dp} \end{cases} \quad (2)$$

$$T_{t0}(r, \theta) = \begin{cases} T_T & \theta_r \leq \theta \leq \theta_r + \theta_{Dr} \\ T_{t0, \max} & \theta \in \theta_{Dr} \end{cases} \quad (3)$$

$$\alpha_0(r, \theta) = \text{Constant} \quad (4)$$

式中 θ_{Dp} 和 θ_{Dr} 分别称为总压和总温畸变的周向畸变角,并定义总压和总温畸变度 DA_{pt} 和 DA_{Tt} 为:

$$DA_{pt} = \frac{p_T - p_{t0, \min}}{p_T}; \quad DA_{Tt} = \frac{T_{t0, \max} - T_T}{T_T} \quad (5)$$

引入 $\Delta\theta = \theta_p - \theta_r$ 表示总温和总压畸变的周向相位差。式(2)~(4)描述的总压和总温分布如图 2 所示。

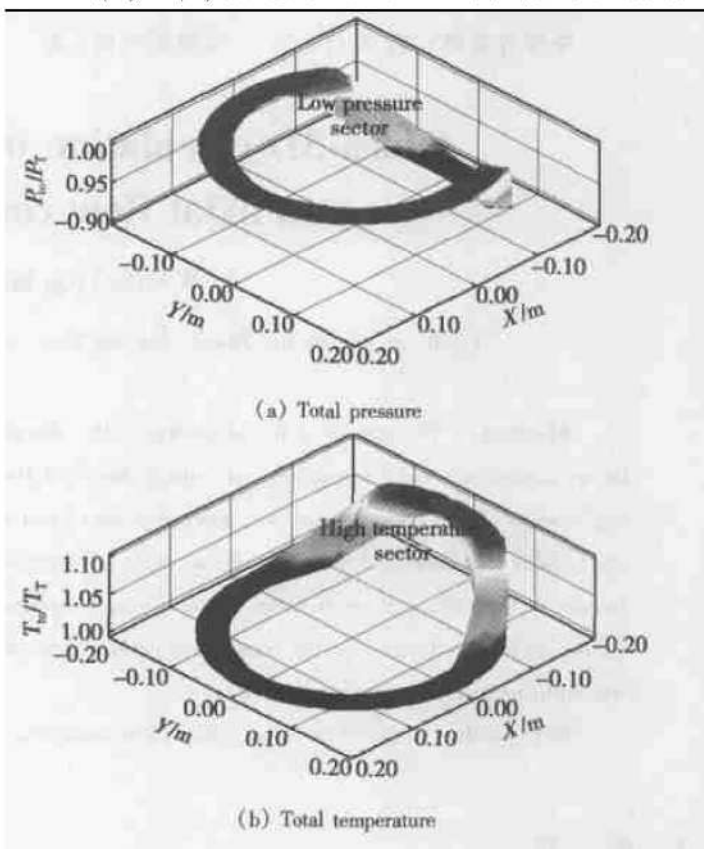


Fig. 2 Inlet total pressure and total temperature distributions

对于不同叶高的各子压气机的转子叶排进、出口或静子叶排进、出口的内边界,均需要补充给定 4 个物理条件。针对本文所研究的问题,分别根据转子叶排和静子叶排的特性,应用动量守恒、质量守恒和能量守恒原理,给出适用于转子“激盘”和静子“激盘”的补充方程。

2.3 转子“激盘”补充方程^[8]

$$\frac{\partial' u_1}{\partial t} = \left| \Psi_{ST, R}(\phi_1, Ma_1, \alpha_1, \dots) - \frac{p_2 - p_1}{\rho_0 U_R^2} \right|.$$

$$U_R \cdot \alpha_R - \lambda_R \cdot U_1 \frac{\partial u_1}{\partial y} \quad (6)$$

$$\frac{\partial' \rho_1}{\partial t} + \frac{\partial' \rho_2}{\partial t} = \frac{\rho_1 u_1 A_1 - \rho_2 u_2 A_2}{V_R/2} \quad (7)$$

$$\left| \frac{1}{k-1} \frac{\partial' p}{\partial t} + \frac{w^2}{2} \frac{\partial' \rho}{\partial t} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial' w^2}{\partial t} \right|_1 + \left| \frac{1}{k-1} \frac{\partial' p}{\partial t} + \frac{w^2}{2} \frac{\partial' \rho}{\partial t} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial' w^2}{\partial t} \right|_2 = \frac{(\rho u_1 A)_1 - (\rho u_2 A)_2}{V_R/2} \quad (8)$$

$$\beta_2 = \beta_2(\beta_1, Ma_1, \dots) \quad (9)$$

式中 $\partial'/\partial t$ 为相对坐标系中的时间偏导数, 下标 1 和 2 表示转子的进、出口, 下标 R 表示转子; 下标 t 表示总参数; u, v, p 和 ρ 分别为气体的轴向分速、切向分速、静压和密度; w, β 和 i_w 分别为相对速度、相对气流角和相对总焓; U, A 和 V 分别为半径 R 处转子线速度、叶片通道的截面积和容积; α 为非定常响应时间滞后常数的倒数。

2.4 静子“激盘”补充方程^[8]

$$\frac{\partial u_3}{\partial t} = \left| \Psi_{ST,s}(\phi_3, Ma_3, \alpha_3, \dots) - \frac{p_4 - p_{13}}{\rho_0 U_R^2} \right| \cdot$$

$$U_R \cdot \alpha_s - \lambda_s \cdot U_R \frac{\partial u_3}{\partial y} \quad (10)$$

$$\frac{\partial \rho_3}{\partial t} + \frac{\partial \rho_4}{\partial t} = \frac{\rho_3 u_3 A_3 - \rho_4 u_4 A_4}{V_S/2} \quad (11)$$

$$\left| \frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{C^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial C^2}{\partial t} \right|_3 + \left| \frac{1}{k-1} \frac{\partial p}{\partial t} + \frac{C^2}{2} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\rho}{2} \frac{\partial C^2}{\partial t} \right|_4 = \frac{(\rho u_3 A)_3 - (\rho u_4 A)_4}{V_S/2} \quad (12)$$

$$\alpha_4 = \alpha_4(\alpha_3, Ma_3, \dots) \quad (13)$$

其中下标 3 和 4 表示静子的进、出口, 下标 s 代表静子; C, α 和 i_t 分别为绝对速度、绝对气流角和总焓。

在转子和静子叶排“激盘”补充方程中分别利用了转子和静子叶排的总静压升特性 ($\Psi_{ST,R}$ 和 $\Psi_{ST,s}$) 以及出气角特性 (β_2 和 α_4)。以往此类分析方法通常需要用户提供压气机的特性数据。对于用户来说这是很困难的, 难以提供包含来流马赫数和入气角等参数影响的数据, 尤其是对于三维计算还要提供沿叶高变化的特性。由于这些均为轴对称特性, 本文采用计算均匀进气多级轴流压气机特性方法直接计算获得这些特性^[6], 从而大大提高了此类方法应用的灵活性以及预测结果的精度。

3 失速边界的确定

本文对于不稳定边界的判定采用了 Koch 提出的“有效静压升系数法”^[9]。这是一个基于级平均参数

的方法。此方法利用由实验得到的半经验的关联将失速压升系数与叶栅通道的几何特征、叶尖间隙、叶排轴向间隙和雷诺数等因素联系起来, 并考虑了速度三角形的影响。

3.1 有效静压升系数的定义

有效静压升系数 ($C_{h,ef}$) 定义为:

$$(C_{h,ef}) = \frac{C_p T_1 \left| (p_2/p_1)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right|_{stage} - \frac{(U_2^2 - U_1^2)_R}{2}}{\frac{(V_{L,R}^2 - V_{L,S}^2)_{ef}}{2}} \quad (14)$$

式中 C_p 为定压比热, 带有下标 ef 的速度平方项为有效动压头。有效动压头的引入, 考虑了速度三角形的影响, 定义为:

$$\frac{V_{1,ef}^2}{V_1^2} = \frac{(V_1^2 + 2.5 V_{min}^2 + 0.5 U_1^2)}{4.0 V_1^2} \quad (15)$$

式中 V_1 为进气速度, 而 V_{min} 为:

$$\begin{cases} V_{min} = V_1 \sin(\alpha_1 + \beta_1) & (\alpha_1 + \beta_1) \leq 90^\circ \\ V_{min} = V_1 & (\alpha_1 + \beta_1) > 90^\circ \\ V_{min} = U & \alpha_1 < 0^\circ \text{ 的转子} \\ V_{min} = U & \beta_1 < 0^\circ \text{ 的静子} \end{cases}$$

文献[9]中通过对大量低速轴流压气机实验结果的分析, 把失速静压升系数很好地归结为基元叶栅通道无因次长度的函数, 而且得到了现有高速压气机实验数据的有效验证。

3.2 失速的判定

对于均匀进气, 分别根据以上 ($C_{h,ef}$) 的定义计算各级的有效静压升系数, 并与修正后的关联失速静压升系数比较。若某一级的 ($C_{h,ef}$) 大于其失速静压升系数 ($C_{h,s}$), 则认定为压气机失速。

Koch 发展的该方法基于级平均静压升系数, 本身考虑了沿叶高各基元级静压升系数的不同, 但仅适用于周向均匀的情况。当存在周向畸变时, 除了沿叶高各基元级的静压升系数可能不同外, 沿周向不同周向角位置的静压升系数也是不同的。此时利用沿径向和周向的面平均静压升系数代表级的工作静压升系数是不合理的, 降低了周向畸变的影响; 将某个周向角位置的径向平均静压升系数作为判断失速的级工作静压升系数显然又夸大了周向畸变对压气机稳定性的影响。为了解决该问题, 本文引用临界畸变角的概念, 定义 θ_{cr} 扇形区范围内平均静压升系数的最大值为级的工作静压升系数:

$$(\bar{C}_h)_{ef} = \left| \frac{1}{\theta_{cr}} \int_0^{\theta_{cr}} \left| \int_{R_h}^{R_t} C_h(r, \theta) dr \right| d\theta \right|_{\max}$$

并由此值与失速静压升系数 $(C_h)_s$ 的比较, 判定该级或压气机是否失速。

4 进口周向总压畸变影响算例分析

为了验证上述计算模型的可靠性, 本文选择周向总压畸变对 RB-199 研究用五级高压压气机性能和稳定性的影响作为分析算例。这主要是因为作者掌握有该压气机较为详细的实验数据和有关资料。有关实验设备、实验方法和实验结果的详细描述请见文献 [10]。

4.1 总压畸变对压气机性能和稳定性的影响

图 3 分别给出了 RB-199 研究用五级高压压气机的均匀进气实验结果, 以及在 $\theta_{Dp} = 90^\circ$, $DA_{pt} = 8\%$ 的进气总压畸变条件下的实验和计算结果。该压气机的子午流道示于图 1 中, 本算例以 11 条流线将该压气机沿叶高分割为 10 个子压气机。图 3 中 100%, 86.7% 和 70% 三个转速的计算结果和实验结果比较表明, 该模型能够充分反映进气畸变对多级轴流压气机性能和稳定性的影响, 计算与实验的失速点流量和压比的最大误差分别为 2.2% 和 4.7%, 满足工程计算精度要求; 计算和实验得到的畸变对压气机压比和效率特性的影响也比较一致。100% 转速时, 计算结果的对应点流量偏大, 最大相对误差约为 2.5%, 而小转速失速点压比相对误差较大。上述结果初步验证了本文模型的可靠性。

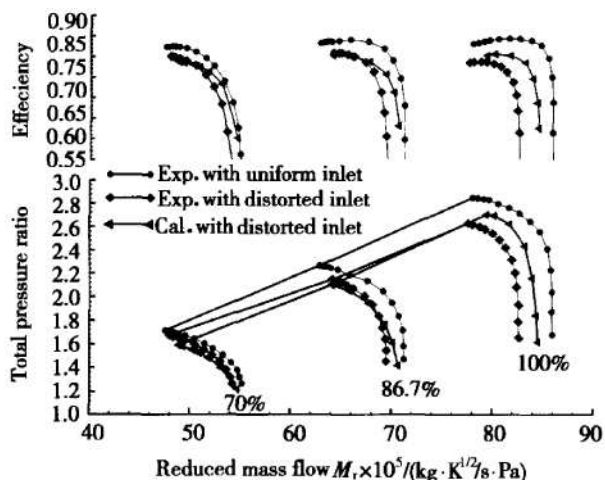


Fig. 3 Effect of inlet total pressure

在设计转速和相似流量 $M_r = 82.59 \times 10^{-5} [\text{kg} \cdot \text{K}^{1/2} / \text{s} \cdot \text{Pa}]$ 状态下, $DA_{pt} = 8\%$, $\theta_{Dp} = 90^\circ$ 而 $DA_{Ti} = 0$

时, 从叶根到叶尖各子压气机第三级周向局部位置的静压升系数分布如图 4 所示。显然, 由于周向总压畸变的存在, 静压升系数的周向分布很不均匀。周向总压畸变区内的静压升系数均较高, 而且对于该算例根部子压气机的静压升系数最大, 叶尖的最小。虽然此时局部区域的周向局部位置的静压升系数 $C_h(r, \theta)$ 已大于该级的最大失速静压升系数 $(C_h)_s$, 但其 90° 扇形区内平均的最大静压升系数 $(\bar{C}_h)_{ef}$ 仍小于 $(C_h)_s$, 亦即此时压气机仍处于稳定工作状态。

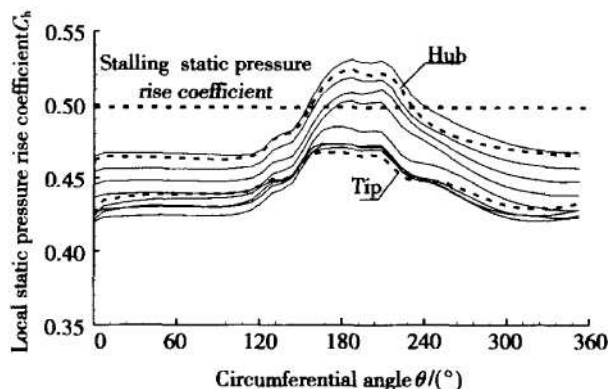


Fig. 4 Distributions of static pressure rise coefficient for each parallel compressor of third stage

在进气畸变对压气机稳定性影响的分析中, 畸变敏感系数是一个非常重要的参数。对于周向总压畸变, 定义其敏感系数 KC_p 为

$$KC_p = \frac{PR1 - PRDS}{DA_{pt}}$$

其中 $PR1$ 和 $PRDS$ 分别为无畸变喘振压比和畸变度为 DA_{pt} 的周向畸变时的喘振压比。在设计转速和 $M_r = 82.59 \times 10^{-5} [\text{kg} \cdot \text{K}^{1/2} / \text{s} \cdot \text{Pa}]$ 状态下, 计算获得该压气机的周向总压畸变的临界畸变度 $(DA_{pt})_{cr} = 12.75\%$, 其敏感系数 KC_p 为 0.20。该计算的结果显示, 此时的失速始发级为第三级, 而且周向畸变对沿叶高不同子压气机静压升系数的影响也不尽相同。图 5(a) 给出了均匀进气和在该临界畸变度下, 静压升系数沿叶高的分布。在两种进气条件下均是叶根的负荷大, 但进气畸变显然使得叶尖的气动负荷增大的相对较多一些。图 5(b) 为由进气畸变引起的静压升系数增量沿叶高的分布。这些差异主要与各级参数以及沿叶高各基元级参数的选择有关。失速始发级前的第一、第二级的参数对于进口总压畸变通过其衰减以及其出口总温畸变的形成有着直接的影响, 亦即直接影响着第三级进口的总压和总温分布。

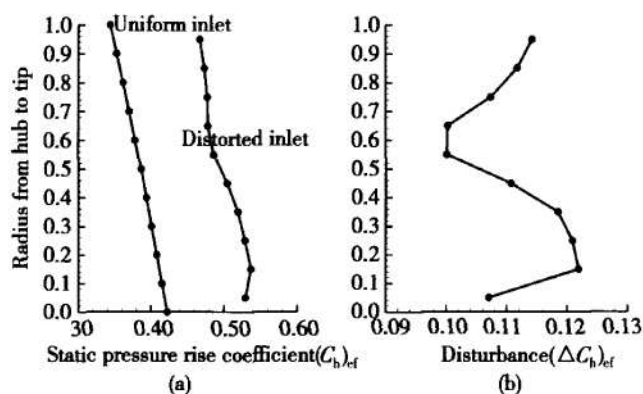
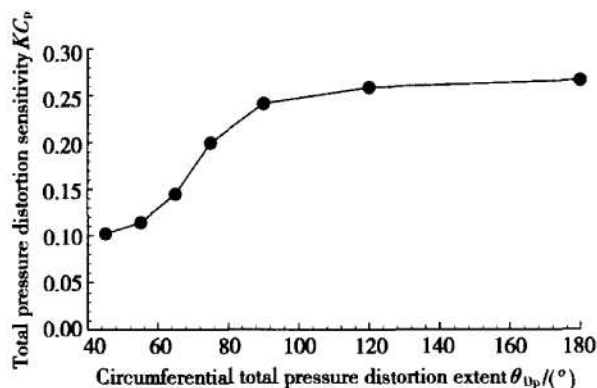


Fig. 5 Effect of inlet distortion

周向畸变角是描述进气畸变性质和影响压气机稳定性的一个重要参数, 其对压气机稳定性的影响与临界畸变角的概念直接有关。图6显示了 θ_{DP} 对 KC_p 影响的计算结果, 该结果清晰地反映了临界畸变角的概念。当 $\theta_{DP} > 90^\circ$ 后, θ_{DP} 的增大对周向总压畸变敏感系数 KC_p 的影响已很小, 与关于临界畸变角的已有实验结果和人们的认识是一致的。

Fig. 6 Effect of distortion extent on the sensitivity KC_p

4.2 总温畸变对压气机稳定性的影响

理论上, 本文模型的各叶排基元级的稳态性能计算以及判断失速的静压升系数计算中都考虑了 Ma 和 Re 数变化的影响, 因而能够反映总温变化对压气机气动性能和稳定性的影响, 也可用来分析总温畸变的影响。图7给出了 $DA_{Ti} = 30\%$, $\theta_{DT} = 120^\circ$ 而 $DA_{pt} = 0$ 的计算结果。总温畸变降低了压气机的气动性能和稳定性, 这与人们关于总温畸变对压气机性能和稳定性影响的认识是一致的, 也说明了本模型可用于分析总温畸变的影响。

4.3 总温-总压组合畸变的影响

压气机的气动失速始终与其某个级或某个叶排甚至某个叶排的基元级的攻角过大或气动负荷过大

有关。无论是总温畸变还是总压畸变都是由于周向的不均匀造成了压气机某个级或某个叶排的局部攻角或气动负荷相对过大, 促使压气机提前失速。上述总压畸变和总温畸变的算例都说明了这点。但这种影响是复杂的, 除了与设计参数的选择有关外, 总温和总压分布的影响也一定很大。总温和总压分布的影响可以用总温分布对压气机周向总压畸变敏感系数 KC_p 的影响来描述。图8给出了总温和总压畸变同相位 ($\Delta\theta = 0$) 且 $\theta_{DP} = \theta_{DT} = 120^\circ$ 时, 总温畸变度 DA_{Ti} 对压气机周向总压畸变敏感系数 KC_p 的影响。显然, 此时总温畸变的存在是有害的。总温畸变的存在提高了压气机对周向总压畸变的敏感度, 进一步降低了压气机的气动稳定性, 促使了压气机的提前失速。计算结果还表明, 总温畸变度对压气机周向总压畸变敏感系数的影响接近线性。

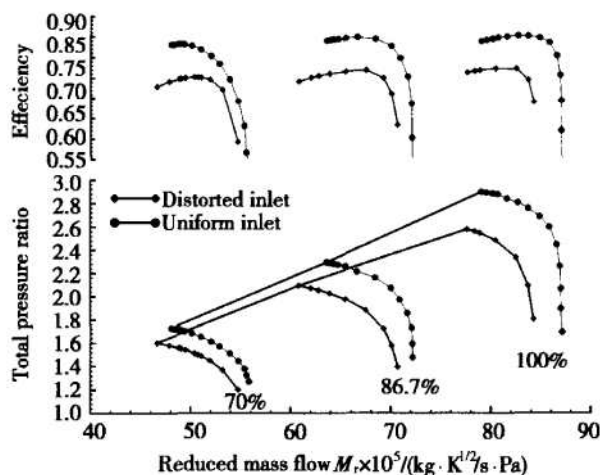
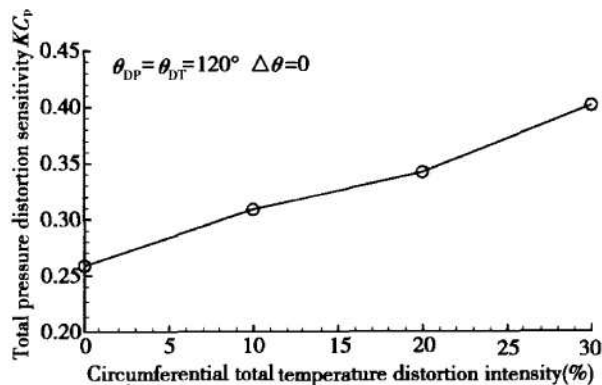


Fig. 7 Effect of inlet total temperature distortion on a 5-stage compressor

Fig. 8 Effect of total temperature distortion intensity on sensitivity KC_p

在总温-总压组合畸变对压气机气动性能和稳定

性影响的研究中,另一个重要的参数就是总温和总压畸变之间相位差的影响。图 9 给出了 $DA_{T1} = 10\%$, $\theta_{DP} = \theta_{DT} = 120^\circ$ 时,总温和总压畸变相位差 $\Delta\theta$ 对周向总压畸变敏感系数 KC_p 的影响。在该算例中,相位差 $\Delta\theta = 0$ 表示总压畸变区和总温畸变区完全对应,亦即低总压区和高总温区完全对应;而 $\Delta\theta = 120^\circ$ 时,总压畸变区和总温畸变区已完全错开。图 12 中的计算结果表明,总温和总压畸变相位差 $\Delta\theta$ 在 $0^\circ \sim 90^\circ$ 范围内时,周向总压畸变敏感系数 KC_p 较大,均大于无总温畸变时的 KC_p 值,这意味着此时总温畸变的存在加剧了总压畸变对压气机稳定性的影响。

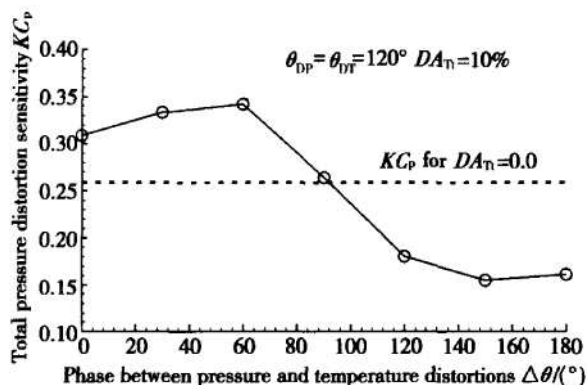


Fig. 9 Effect of phase between total temperature pressure distortions on sensitivity KC_p

5 结 论

本文重点介绍了分析进气畸变对轴流压气机性能和稳定性影响的准三维可压缩模型。该模型中各叶排的损失和转折角特性直接由与均匀进气完全相同的方法直接计算获得,从而克服了在解决此类问题时通常需要给定各叶排损失和转角特性的困难。尤其是在实际使用中很难充分给出如来流马赫数和雷诺数等影响的数据,以及进行三维分析时还要给出沿叶高的特性变化,使得此类方法的应用以及预测结果的精度都受到很大的限制。本文通过临界畸变角的引入,将 Koch 的最大失速静压升系数法拓展应用于存

在周向畸变的情况。本文还对进口稳态周向总压畸变对 RB-199 研究用五级高压压气机性能和稳定性的影响进行了计算分析。所得结果表明该模型灵活、可靠,可工程应用于此类问题的分析研究,有着广泛的工程应用前景。

参考文献:

- [1] AIR-1419 Revision A. Inlet total pressure distortion considerations for gas turbine engines[S]. Society of Automotive Engineers, Inc., 1999.
- [2] Hall E J, Heidegger N J, Delaney R A. Performance prediction of endwall treated fan rotors with inlet distortion[R]. AIAA Paper 1996-0244.
- [3] Hah Ch, Rabe D C, Sullivan Th J, et al. Effects of inlet distortion on the flow field in a transonic compressor rotor[R]. ASME Paper 1996-GT-547.
- [4] Longley J P, Greitzer E M. Inlet distortion effects in aircraft propulsion system integration[C]. AGARD LS-183, 1992, 6-1~6-18.
- [5] Hale A, O'Brien W. A three dimensional turbine engine analysis compressor code (TEACC) for steady-state inlet distortion[J]. Journal of Turbomachinery, 1998, 120(2): 422~430.
- [6] 胡 骏. 均匀与非均匀进气条件下多级轴流压气机性能计算—均匀进气及径向畸变的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 225~228.
- [7] 胡 骏, 汤国才, 张惠民. 轴流压气机中旋转失速的研究[J]. 航空学报, 1994, 15(4): 481~487.
- [8] Hu J, Peters Th, Fottner L. Numerical simulation of flow instabilities in high speed multistage compressors[J]. Journal of Thermal Sciences, 1999, 8(1): 23~31.
- [9] Koch C C. Stalling pressure rise capability of axial flow compressor stages[J]. Journal of Engineering for Power, 1981, 103: 645~656.
- [10] 胡 骏. 进气畸变对轴流压气机性能影响实验研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 142~146.

(编辑: 梅 瑛)